

マルチロータ機用ロータの前進飛行の数値解析



佐山悠斗
東京農工大学

2022年3月16日

2021年度将来回転翼機研究会/回転翼解析技術交流会



マルチロータ航空機

複数のロータを持つ垂直離着陸可能な航空機

→ 都市部におけるエア・タクシーや貨物輸送での利用



<https://www.skai.co/system>

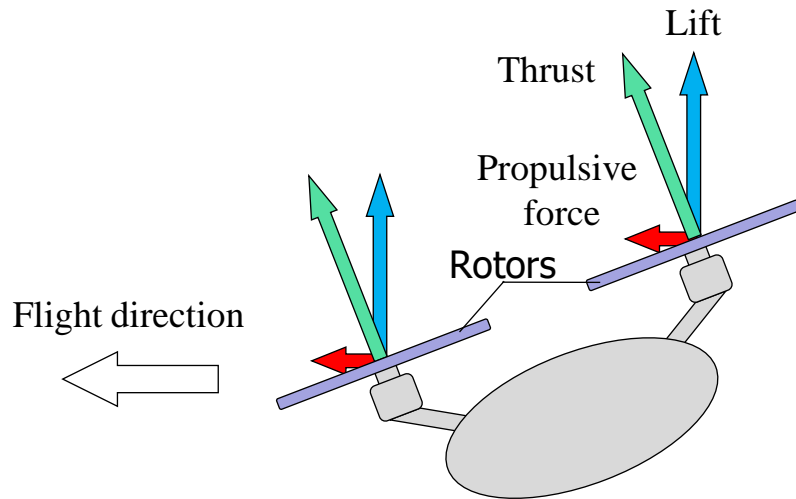
高速化，消費電力・燃料の削減



高速飛行性能の向上

マルチロータ航空機の機体構成

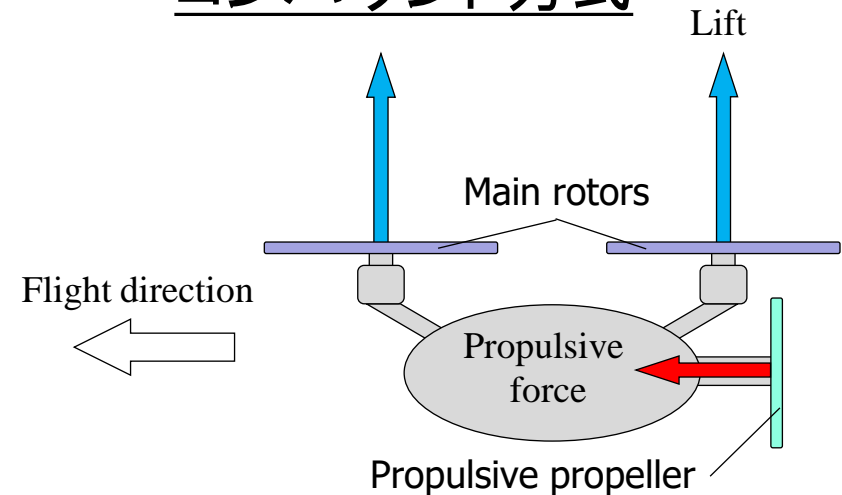
前傾方式: 従来の方式



問題点

- 推進力の限界
- 胴体の抗力が大きい

コンパウンド方式



期待

- 推進力の増加
- 胴体の抗力減少

コンパウンド方式のマルチロータ機に着目

研究の目的: マルチロータ航空機の高速前進飛行性能の向上

- コンパウンド方式の優位性検討
- コンパウンド方式における更なる性能向上

本発表では以下の結果を示す

- 水平ロータと前傾ロータの空力性能の比較
- 提案するロータ回転数制御とブレードピッチ角制御の併用による性能向上の検討
- ブレードのねじり下げが与える影響について検討

rFlow3D

- 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で開発された回転翼用CFDソルバー
- 移動重合格子
- トリム解析を行い、ロータの推力を調整

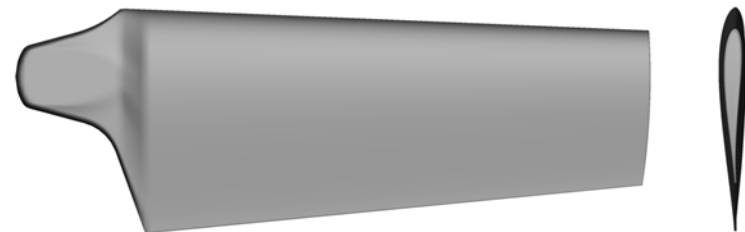
	背景格子	ブレード格子
支配方程式	3次元圧縮性Navier-Stokes方程式	
空間離散化	セル節点有限体積法	セル中心有限体積法
時間積分	4次Runge-Kutta法	DTS/LU-SGS陰解法
数値流速関数	mSLAU (Modified SLAU)	
空間高次精度化	FCMT(Fourth order Compact MUSCL TVD)	
粘性流束	2次中心差分	
乱流モデル	なし(疑似DNS)	

- 可変ピッチ制御のマルチロータドローン用に設計されたブレードをもつロータ
 - コレクティブピッチ角のみの可変ピッチロータ
- ブレードのねじり下げが前進飛行時の空力性能に与える影響を調べるため、同じ平面形状でねじり下げありとなしのブレードを対象とする。

ブレード枚数	2
ロータ半径	0.1905 m
翼端コード長	0.0402 m
テーパ比	0.6
ブレードねじり下げ	-21 / 0 degrees
翼型	OAF117
定格回転数	5400 RPM

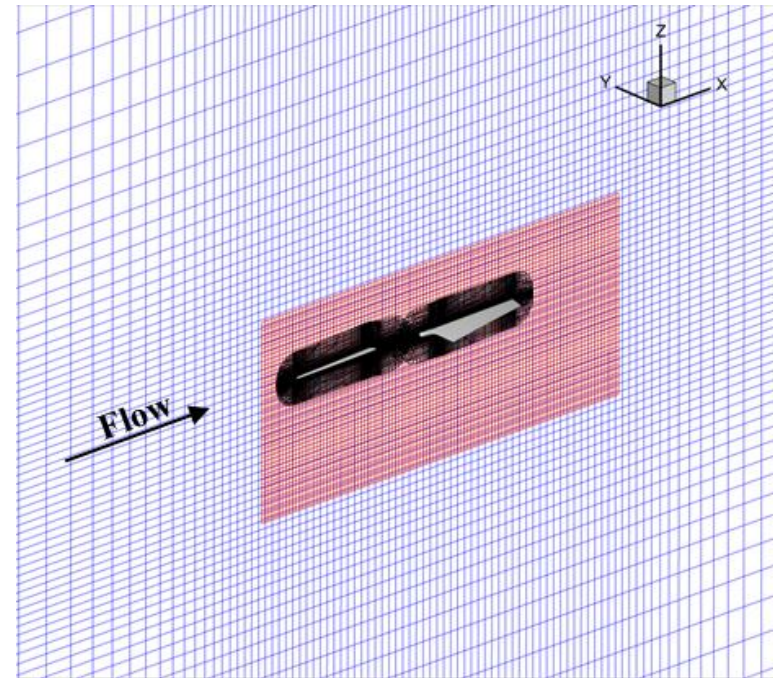


ねじりあり(-21°) ブレード

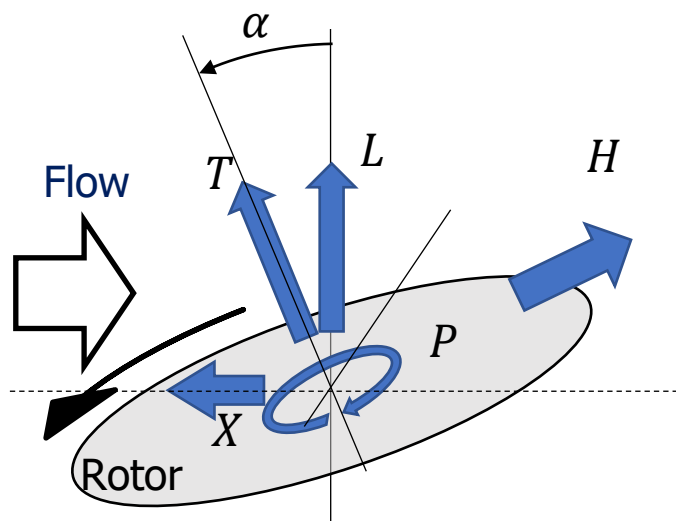


ねじりなしブレード

- ブレード格子はブレードとともに移動する.
- 背景格子は直交格子. 外側背景格子は不均一な格子分布, 内側背景格子は均一な格子分布.
- 内側背景格子の格子幅は, 翼端コード長の15%
- 内側背景格子はロータ中心からロータ半径 R 基準で
 - z 方向(高さ方向) $-1.0R \sim +0.5R$
 - x 方向(流れ方向) $-1.3R \sim +2.0R$
 - y 方向(左右方向) $-1.3R \sim +1.3R$
- 外側背景格子は座標系の各方向に $-100R \sim +100R$



解析格子
(移動重合格子)



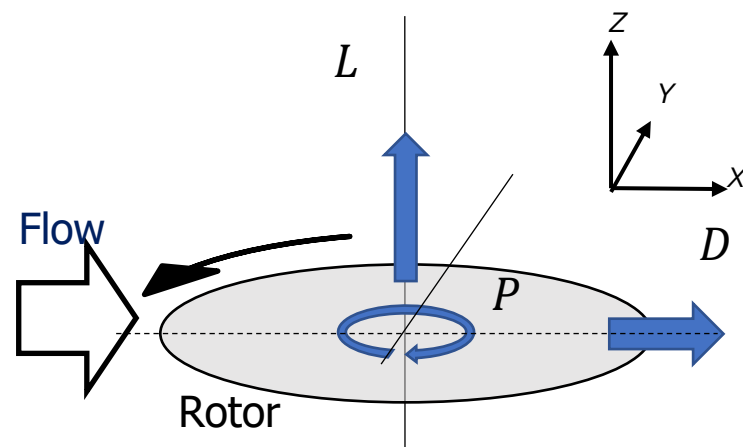
前傾ロータ

- 揚力 L ，推進力 X は以下のように求められる。

$$L = T \cos \alpha + H \sin \alpha$$

$$X = T \sin \alpha - H \cos \alpha (= -D)$$

ここで T はロータ推力， H はロータに水平に働く力， D は抗力



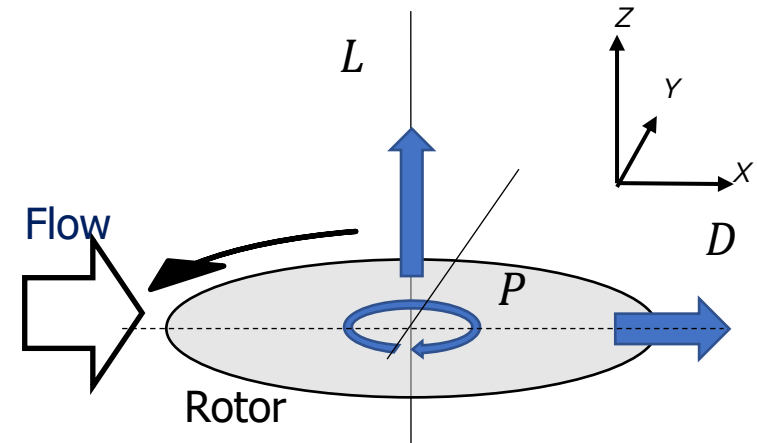
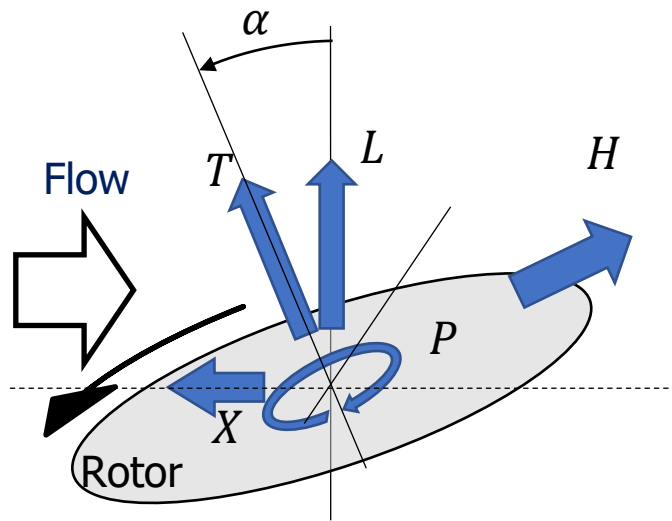
水平ロータ

- 揚力 L ，抗力 D は以下のようになる。

$$L = T$$

$$D = H$$

ここで T はロータ推力， H はロータに水平に働く力。



実効揚抗比 L/D_e は、揚力 L と実効抗力 D_e の比である。

実効抵抗は以下のように定義する。

$$D_e = \frac{P}{V} - X = \frac{P}{V} + D$$

$$X = -D$$

ただし、 P はロータ回転パワー、 V は飛行速度。

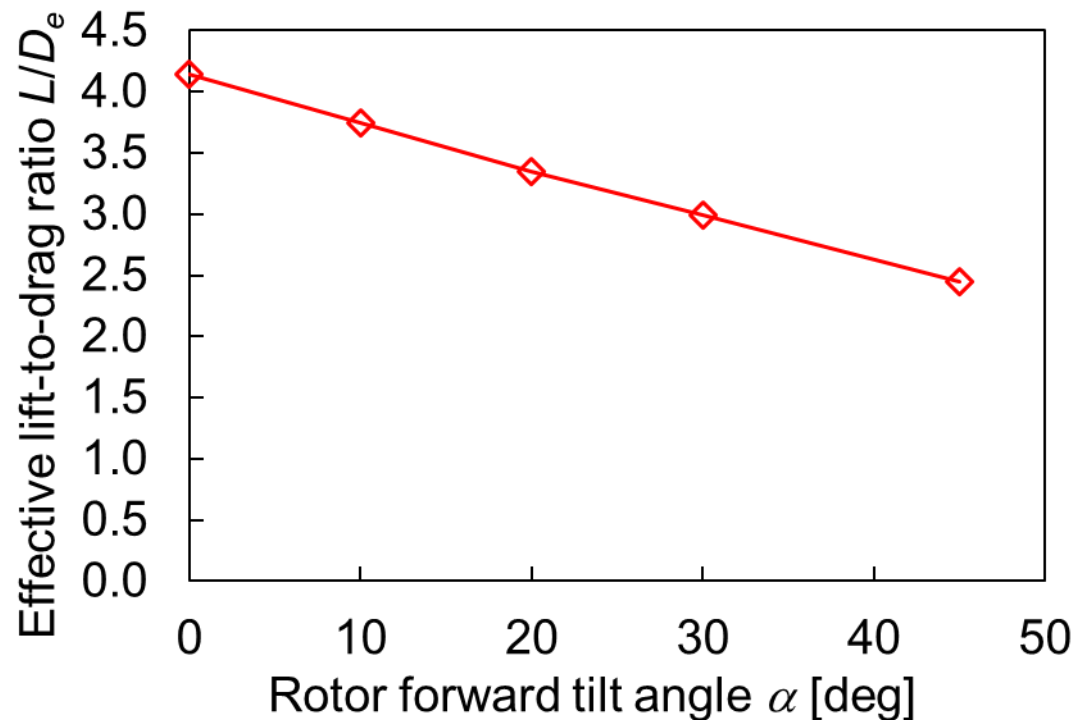
ロータ前傾角が空力性能に与える影響について調査

- ねじり下げブレード
- 前傾ロータでは、手動でブレードピッチ角を設定し、線形補間により目標の揚力条件17.16Nを達成するデータを取得
- 水平条件(前傾角 0°)ではトリム解析により、揚力17.16Nを達成するようにブレードピッチ角を制御

一様流速度	32 m/s
ロータ回転数	5400 rpm
ロータ前傾角	0, 10, 20, 30, 45°

$$\begin{aligned}\mu &= 0.30 \text{ at } \alpha = 0^\circ, \\ \mu &= 0.21 \text{ at } \alpha = 45^\circ\end{aligned}$$

前進率 $\mu = V_\infty \cos i / V_{tip}$
(i : 流入角[deg], V_∞ : 一様流速度[m/s], V_{tip} : 翼端速度[m/s])



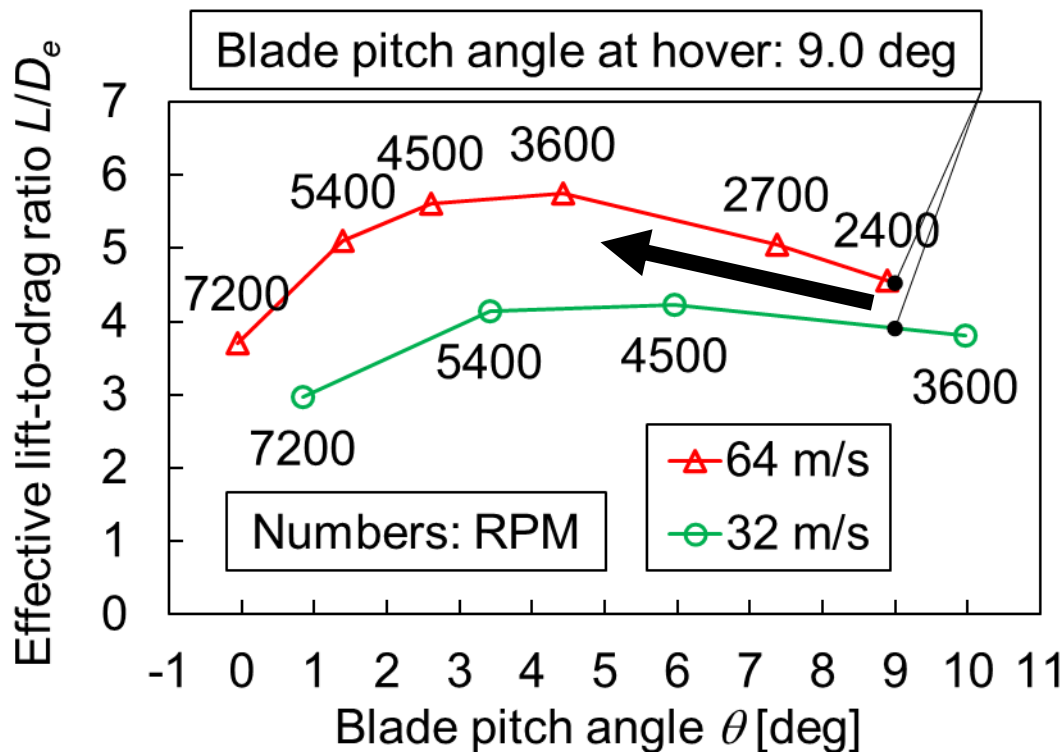
ロータ前傾角に対する実効揚抗比

- 実効揚抗比はロータ前傾角が大きくなるにつれて減少する
- ロータ面を水平にすることで、前方飛行性能が向上する

ロータ回転数とブレードピッチ角を同時に変化させる制御が、ロータの空力性能に与える影響について調査

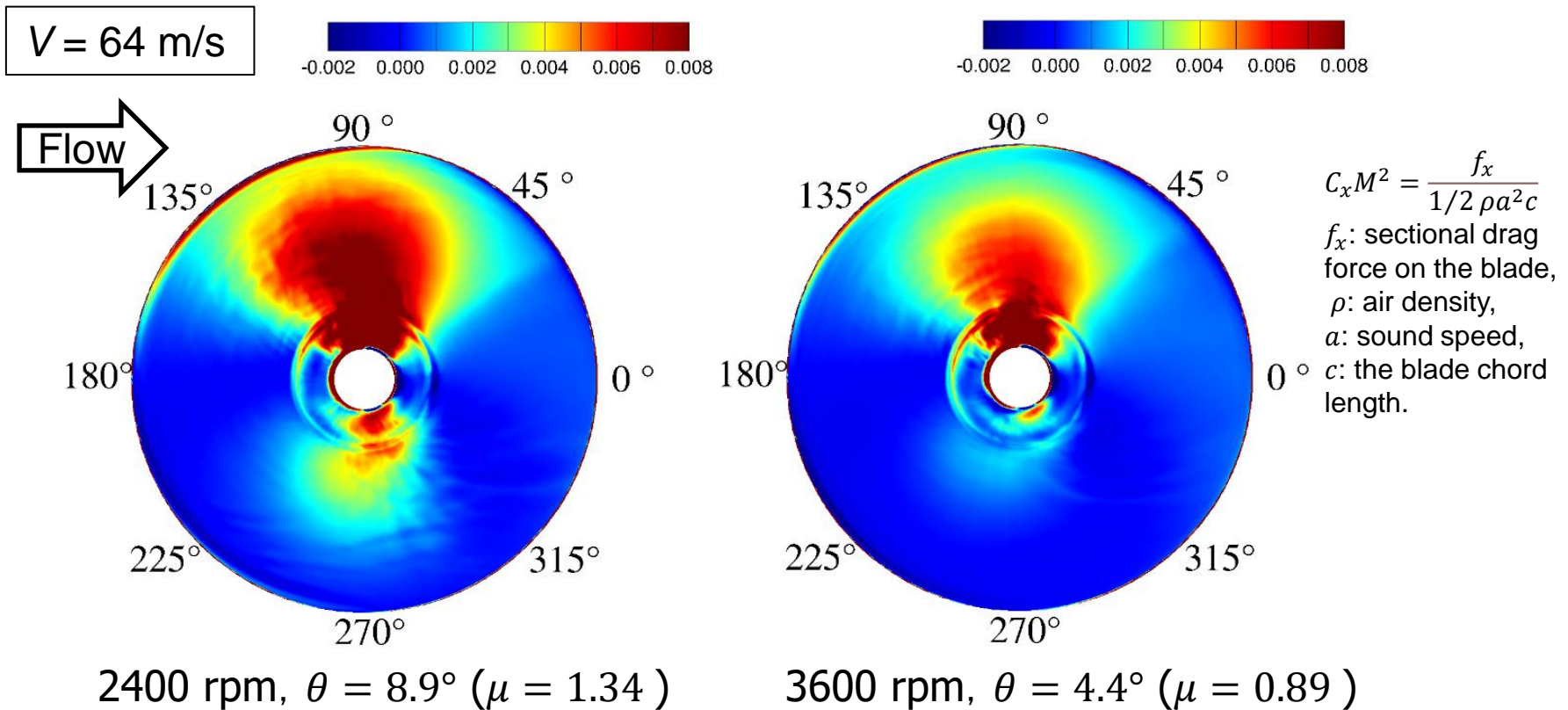
- ねじり下げブレード
- トリム解析により、回転数を変え、揚力17.16Nを達成するようにブレードピッチ角を制御
- 水平ロータ

一様流速度	32, 64 m/s
ロータ回転数	3600 ~ 7200 rpm (32 m/s) 2400 ~ 7200 rpm (64 m/s)



ブレードピッチ角に対する実効揚抗比

- 回転数とブレードピッチ角を同時に制御することで、揚力を一定に保ったまま実効揚抗比を向上させることができる



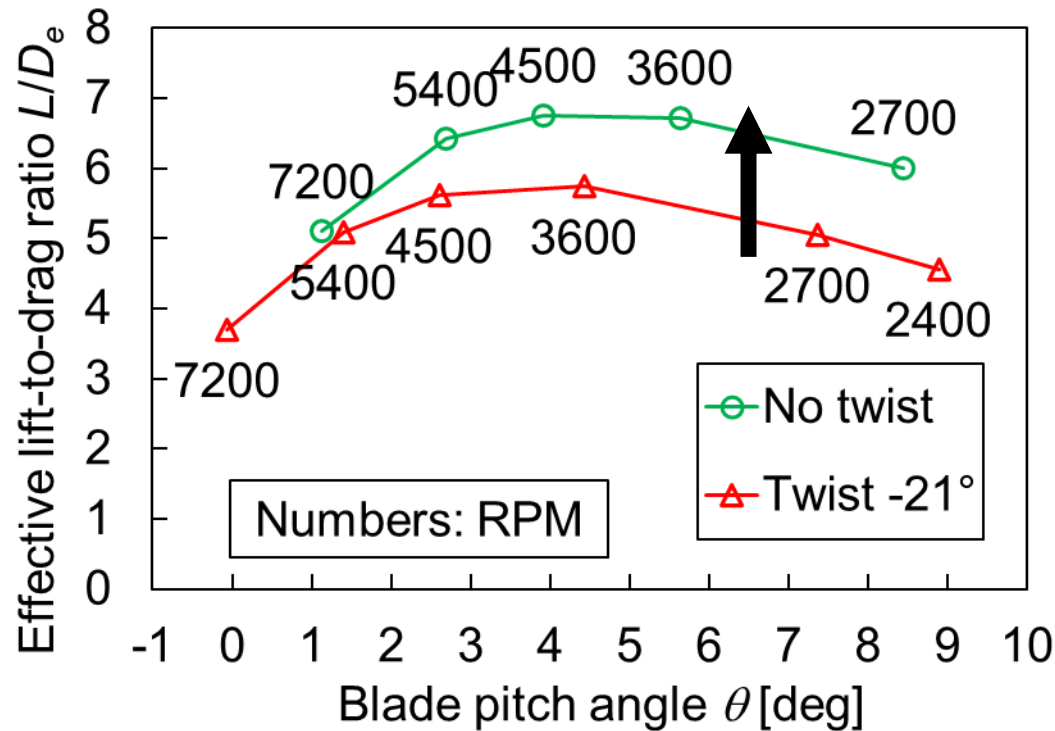
局所抗力係数 $C_x M^2$ 円盤分布の比較

- ローターの回転速度を上げるとロータ前進側，後退側ともに抗力が減少する。
 - ピッチ角の減少によりブレードにかかる誘導抗力は減少する。

ねじり下げが前進飛行性能に及ぼす影響を調査

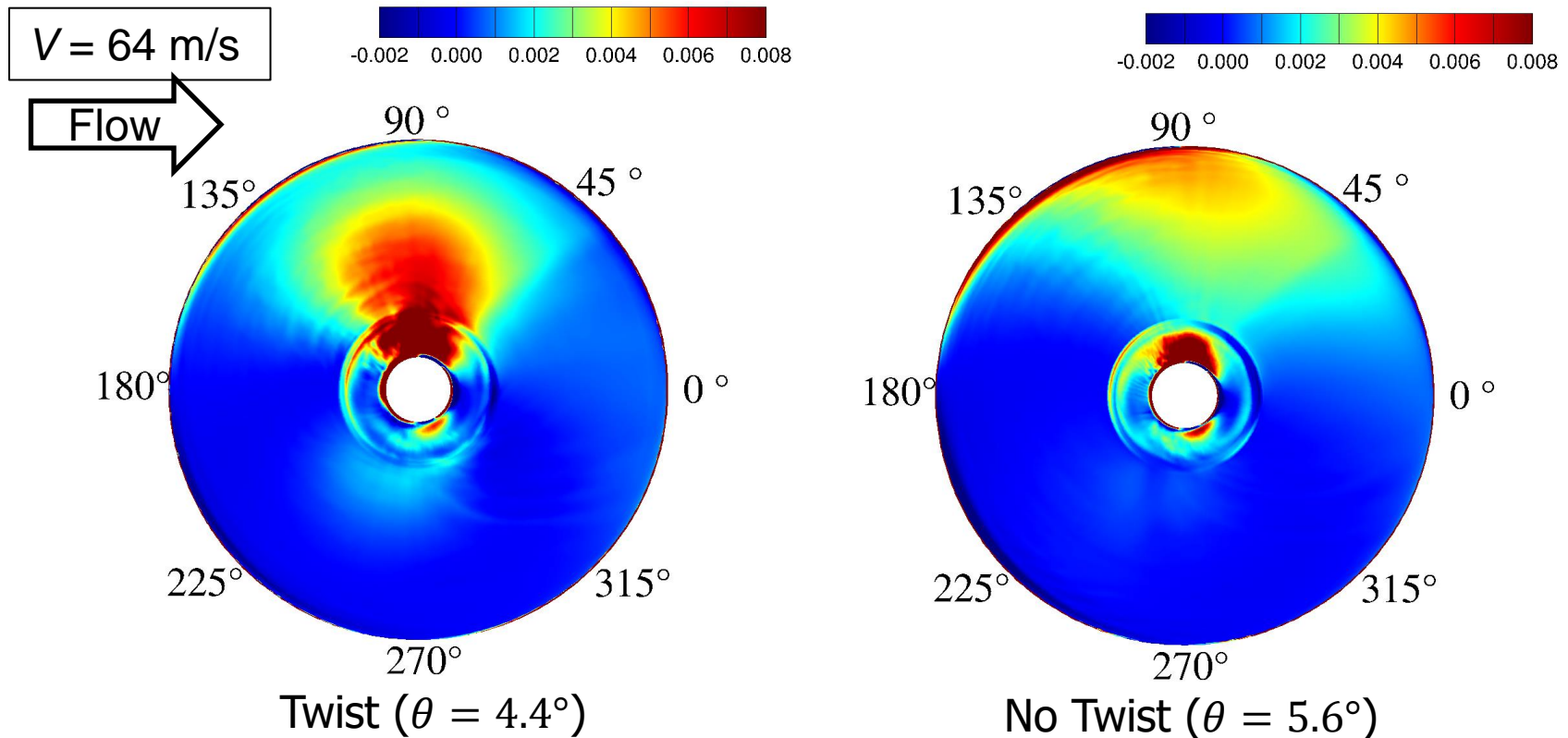
- ロータ回転数とブレードピッチ角を同時に変化させる制御
- トリム解析により、回転数を変え、揚力17.16Nを達成するようにブレードピッチ角を制御
- 水平ロータ

一様流速度	64 m/s
ロータ回転数	2400~7200 rpm (ねじり下げあり) 2700~7200 rpm (ねじり下げなし)



ブレードピッチ角に対する実効揚抗比

- ブレードのねじり下げを減らすことで、実効揚抗比が向上
- ロータの前進飛行性能を向上させるためには、ブレードのねじり下げを考慮する必要があることが示唆された。



局所抗力係数 $C_x M^2$ 円盤分布の比較 (3600 rpm, $\mu = 0.89$)

- ねじりありブレードの抗力は、前進側と後退側の両方の翼根付近で大きくなる
 - ねじり下げブレードの局所ブレードピッチ角が翼根付近で大きいため

研究の目的: マルチロータ航空機の高速前進飛行性能の向上

- コンパウンド方式の優位性検討
- コンパウンド方式における更なる性能向上

結論

1. 水平ロータは前傾ロータに比べ、実効揚抗比が高い
2. 回転数制御とブレードピッチ角制御の併用は実効揚抗比を向上させる
3. ブレードのねじり下げを減らすことで、実効揚抗比が向上